

8인승 쌍발복합재 항공기 비행시제 1호기

## 시험비행 앞둔 쌍발복합재 항공기 개발개시 4년만에 제작 완료단계

국내최초로 전 구조물을 복합재로 만든 항공기가 한창 개발 중에 있다. 취재진은 개발개시 4년째에 구조시험기 제작을 완료하여 시험을 진행중이고, 비행시제기 1호를 조립, 마무리중인 쌍발복합재항공기를 취재하기 위해 항공우주연구소, 삼성항공, 한국화이바를 방문하여 개발현황을 정리했다.

동 복합재 항공기는 국가차원의 항공기 설계 및 인증능력을 확충하며 항공관련 첨단 요소기술 적용을 위한 R&D용 항공기로 사용하고 부품국산화를 위한 관련업체의 Test Bed항공기로 사용하기 위해 개발하게 되었다. 본지 1994년 7월호에 동 항공기 개발사업 개요가 소개되어 있다. <편집자주>

### 항공기 개발경위

#### 복합재항공기 개발동향

1903년 항공기의 역사가 시작된 이래 근 100년동안 항공기는 놀라운 속도로 발전하여 이제는 진화할 대로 진화된 첨단 비행장치가 되었다. 한편 항공기 구조물도 재료와 그 적용구조 측면에서 비약적인 발전을 거듭하였다. 1920년대 이전까지는 목재나 강관 트러스가 항공기의 주 구조물로 사용되었으나, 제2차 세계대전을 거치면서 알루미늄합금의 반 모노코크구조가 목재 및 강관트러스 구조를 대체하게 되었다.

1970년대 초반부터 미국, 유럽 등 항공선진국에서 항공기 부구조물에만 제한적으로 사용해오던 섬유보강 복합재료를 고성능 활공기 및 자가제작 항공기의 주구조물에도 적용하기 시작하였고 1980년대에 들어서는 전 기체를 복합재로 만든 비행기가 나왔다. 1988년6월 미국의 비치 크라프트사가 개발한 스타쉽(Starship)이 100% 복합재 항공기로는 처음으로 미연방항공국의 형식증명을 받아 상업화에 성공했고 프랑스에서도 ATR 72(74인승) 항공기의 주날개 상판을 복합재로 대체하는 등 세계적으로 복합재료의 적용이 크게 증가하고 있다.

이와같은 복합재로 항공기는 기존의 금속재 항공기에 비해 구조부품의 수가 대폭 감소되어 제작비용을 줄일 수 있고, 알루미늄에 비해 가볍고 강도와 강성이 뛰어나 첨단항공기에 적합한 재료이다.

타 분야와는 달리 복합재료 분야는 선진국에서도 이제 개발단계에 있으므로 우리나라와 기술격차가 크지 않아, 국제시장에서 유리하다. 실제로 (주)한국화이바는 레저/스포츠용품에 적용하는 유리섬유(Fiber Glass) 부문에서 세계적인 경쟁력을 유지하고 있다. 또한 재료 측면에서

도 우리나라에는 유리섬유 생산에 필요한 양질의 원광이 다량 분포되어 있다.

### 국내 독자개발 항공기의 기체구조

우리나라의 항공기 개발연혁을 살펴보면, 1950년대 초에 우리나라 최초의 2인승 경항공기인 "부활"호가 용접 강관 트러스구조와 알루미늄 박판으로 설계 제작되었고, 63년에는 목재 트러스구조로 2인승 활공기를 설계 제작하였다.

1970년대 초에는 알루미늄 경합금 구조의 2인승 경항공기 "PL-2"가 제작되었고, 1991년에는 5인승 알루미늄 경합금제 항공기인 "창공91"이 개발되어 1993년 국내 최초로 형식증명을 취득하였다.

"창공91"의 개발개시와 비슷한 시기에 2인승 "KTX-1" 훈련기가 알루미늄 경합금구조로 독자개발되었다. 1990년대 초에는 2인승 레저/스포츠용 초경량항공기인 "까치"호가 알루미늄트러스와 복합재료로 개발되어 상용화에 성공, 완제기로서는 최초로 미국에 수출하는 기록을 세웠다.

1993년에 개발이 시작된 8인승 쌍발복합재 항공기는 항공기 전 구조물을 복합재료로 대체한 획기적인 항공기이며, 국내 최초의 쌍발 항공기 개발사업으로 특징 지을 수 있다.

### 독자 개발항공기의 복합재료 적용비율

구분	부활	창공91	KTX-1	까치	본사업
주 구조물	X	X	X	X	○
부 구조물	X	△	△	○	○
적용정도	0%	10%이하	10%이하	50%	100%

### 항공기 개발목표와 방향

쌍발복합재항공기 개발은 쌍발항공기 체계종합기술 확보와 복합재료 구조물의 설계 및 제작기술 향상 및 국산 복합재료의 적용 등 3가지 목표를 가지고 있다.

그동안 우리나라에서 개발된 항공기는 모두 단발기였다. 쌍발항공기는 양 날개에 엔진을 두대 장착하므로 비행특성과 제반 시스템이 많이 다르다. 더구나 복합재 구조물의 설계 및 성형기술은 선진국에서도 적용된 예가 극히 적으므로 선진국과의 기술격차가 근소한 분야이다.

결국 다발항공기의 체계종합기술 확보와 국산 복합재료의 광범위한 적용을 1차목표로 하고 동 목표에 개발의 초점을 맞추기 위해서는 항공기의 요구성과 재원은 가능한 한 고전적인 틀을 유지하도록 하였다. 또한 적용재료의 불확실성을 최소화하기 위하여 국산 복합재료중에서 해외 선진항공사로부터 인증을 받은 재료를 사용하였다. 엔진, 프로펠러, 엔진보기류, 항법/전기/전자계통 및 기계보기류 등 기능부품과 기타 규격부품은 개발대상에서 제외하고 FAA의 형식증명을 획득한 부품을 구매하는 방향으로 했다.

### 사업일정

동 복합재항공기의 개발은 1993년9월에 시작되었다. 1994년4월까지 1차년도 사업기간중 항공기 설계, 기능부품 구매, 1/6 축소모델 및 비행모형제작, 단품 분리선 설

항공기 개발일정

93. 9. 21-94. 4. 30		9	10	11	12	1	2	3	4
제 1 차 년 도	○ 개념/기본설계								
	○ 품역설계								
	-안정성 해석								
	-외형 Lofting								
	-시스템 배치								
	○ 기능부품 구매								
	-엔진받주								
	-항법장치 받주								
	○ 축소모델 제작								
	-형상확인용								
-비행성능 확인용									
○ 단품 분리선설계									
-주입/수평미역									
-동체 /조종면									
94. 5. 1-95. 4. 30		5	6	7	8	9	10	11	12
제 2 차 년 도	○ 조종사 해외훈련								
	○ 상세설계								
	○ 기능부품 구매								
	○ 성형/제작								
	-Mixer Model								
	-Lay-up Model								
	-구조물 2대물								
	○ 용접시험								
	○ 경화중 시험								
	○ 비행시제 1호조립								
95. 5. 1-96. 4. 30		5	6	7	8	9	10	11	12
제 3 차 년 도	○ 성형/제작								
	-구조물 1대물								
	○ 비행시제 2호조립								
	○ 지상성능시험								
	-비행시제 1호								
	-비행시제 2호								
	○ 시험비행								
96. 5. 1-97. 4. 30		5	6	7	8	9	10	11	12
제 4 차 년 도	○ 시험비행								
	-비행시제 1호								
	-비행시제 2호								
	○ 성능향상/개조								
	○ 기록자료전산화								
	○ 인증심차 확립								
	-복합재료 구조물 -형식증명 신청								

계를 마무리했다.

1994년5월부터 1995년4월까지 2차년도 사업기간중에는 항공기의 상세설계와 기능부품 구매, 마스터모델 및 적층몰드 제작, 구조시험용 시제기 및 비행시제 1호기 구조물 제작을 수행하고 시험비행 조종사의 해외훈련을 실시했다.

1995년5월부터 1997년4월까지의 3차년도 사업기간중에는 정하중시험 및 비행시제 1호기의 조립과 비행시험, 비행시제 2호기의 제작이 순차적으로 이루어질 예정이며 현재는 비행시제 1호기의 조립이 완료단계에 있다.

당초에는 1996년5월부터 1996년 4월까지의 제4차년도 사업기간중에 비행시제 12호기의 시험비행 및 성능향상과 개조작업을 진행하고 개발관련 기술자료의 전산화 및 항공기의 인증절차를 밟을 예정이었으나 구조시험기의 제작과 비행시제 1호기의 제작이 지연되어 본 개발사업의 최종완료까지는 앞으로 3 년가 더 걸릴 것으로 보인다.

### 개발체제

과학기술처에서 자금을 지원받아 항공우주연구소가 사업을 총괄 주관하되 개념설계와 기본설계를 수행하고 주익의 상세설계와 시험평가를 담당하며, 삼성항공은 동체와 미익의 상세설계와 항공기의 제작 및 최종조립을 담당하고 있다. 동체와 날개의 복합재 성형제작은 삼성항공이 한국화이바에 제작의뢰하는 형태로 한국화이바가 참여하고 있다. 비행시제기가 완성되면 항공기의 비행시험은 항공대학교에 위탁할 예정으로 사업 2차년도인 1994년에 이미 시험비행 조종사를 해외에 파견 유사기종의 관속훈련을 실시했다.

참여인원(현장작업자 제외)

동 복합재 항공기 개발에 전격 투입된 인원은 37명(생산인력 제외)으로 항공우주연구소에서 12명, 삼성항공에

서 19명 한국화이바에서 6명이 개발에 전력 참여했다.



매일 항공우주연구소(이종원), 삼성항공(최민수), 한국화이바(주치홍)의 사업책임자가 모여 제작 일정등을 논의하고 기술을 검토하는 책임자회의를 가졌다.

### 개발예산

현재까지 총 37억원이 소요되었는데 과학기술처에서 25억 4천만원, 삼성항공에서 11억 6천만원을 각각 출자했다. 연도별로는 개발 첫해인 1993년도에 9억 9천만원, 2차년도인 1994년에 13억원, 그리고 3차년도인 1995년에 14억 1천만원이 소요되었다. (삼성항공 인건비 제외)

## 항공기 설계

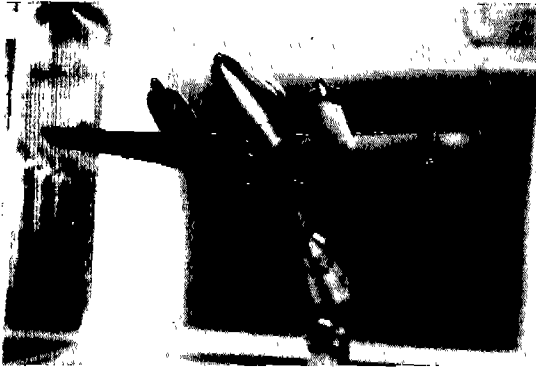
### 개념설계

개발 항공기의 임무사양을 정하고 개념설계 초기단계에는 추진기관을 Textron Lycoming사의 TIO-540엔진으로 정하고 좌우 추진기관의 회전력을 상쇄시키기 위해 항공기 우측에 좌회전 엔진을, 좌측에 우회전 엔진을 장착하기로 했다. 착륙장치는 최대이륙중량이 비슷한 Piper사의 Chieftain항공기의 착륙장치를 구매하여 최소한의 개조를 거쳐 사용하기로 했다. 엔진마운트도 구매하여 사용하기로 정했으므로 항공기 임무사양을 마음대로 바꾸지는 못했다.

항공기의 외형은 유사기종의 외형자료를 참조하여 기본모델을 만들고 이론식과 경험식에 의한 기본설계를

연도	과기처	삼성항공	합계
1993	출연연구소	3.9	9.9
	총액지급	3.0	
1994	출연연구소	6.0	13.0
	총액지급	3.5	
1995	출연연구소	9.0	14.1
	출연연구소	5.1	
합계	25.4	11.6	37.0

구분	관련기관	
개념/기본설계	항공우주연구소	
	주익	항공우주연구소
상세설계	동체	삼성항공
	미익부	삼성항공
	시스템	금줄
제작 및 조립	삼성항공	
	구조	항공우주연구소
시험평가	기능부품	금줄
	비행성능	한국항공과학연구원



풍동실험중인 복합재 항공기

수행하고 안정성해석을 수행한 후 CATIA를 이용하여 항공기 외형 곡면설계를 실시했다.

외형설계시에 조종석 시야를 좋게하는데 많은 배려를 했고, 승객이 편안하도록 객실공간을 최대한 넓게 설계했다. 자동비행조종장치는 사용하지 않기로 했으며 트럭에 적재하여 운반이 가능하도록 수평꼬리날개를 탈착식으로 했다.

<임무사양>

-구조물 재료:복합재료

-유상 하중(Payload):탑승인원:8명

<개발 항공기의 설계제원>

EXTERNAL DIMENSIONS :		AREAS :	
Wing Span	43.5 ft	Wetted, Gross	1,198sqft
Wing Chord, Root	7.5 ft	Parasite Drag Area	7.5sqft
Taper Ratio	0.4	Wings, Gross	234.0sqft
Wing Aspect Ratio	8.1	Ao:erpms, Tpta: w/o Horns	15.2sqft
Length Overall	35.0 ft	Flaps, Total, Single Slotted	42.1sqft
Height Overall from Ground	13.88 ft	Tailplane, Gross	68.5sqft
Tailplane Span	19.0 ft	Elevators, Total w/o Horns	24.2sqft
Wheel Track	165.6 in	Fin, Gross w/o Dorsal Fin	34.3sqft
Wheel Base	127.6 in	Rudder w/o Horns	11.5sqft
Prop. Diameter	80.0 in	INTERNAL DIMENSIONS :	
Prop. Ground Clearance	15.44 in	Cabin Length	18.4ft
Distance between Prop. Centers	13.5 ft	Max. Cabin Width	4.8ft
Max. Fuselage Width	5.0 ft	Max. Cabin Height	4.6ft
Max. Fuselage Height	5.88 ft	POWER PLANT	
WEIGHTS AND LOADINGS		L70-540-JZBD for R. H. S. Engine	
Useful Fuel	1,150 lb	T10-540-JZBD for L. H. S. Engine	
Payload	1,700 lb	ACCOMMODATION:	
Max. T.O.	7,000 lb	Two Pilots and Six Passengers	
Max. Wing Loading	29.91 lb/sqft	STRUCTURES	
Max. Power Loading	10 lb/hp	Fuselage	Gl-Ep Nomex Sandwich Built-in Ring Frames
AIRFOILS :		Wing	Gr-Ep Nomex Sandwich One Piece Wing Three-Spar, Built-in Integral Fuel Tanks
Wing, Root	643-418		
Wing, Tip	643-412		
Wing Incidence, Root	2 Degree		
Wing Incidence, Tip	-1 Degree		
Wing Dihedral	5.7 Degree		
Tail	643-415		

적재화물중량:200lb

-최대항속거리:1,000nm(탑승인원:6)

500nm이상(탑승인원:8명)

최대운용고도:8,000ft

-실속 속도:75노트이하(플랩 사용시)

80노트이하(플랩 미사용시)

-최대속도:220노트(800ft, 최대엔진출력)

-순항속도:195노트(8,000ft, 75%엔진 출력)

-최대상승률:1,500fpm이상

-이륙거리:2,800ft이하

-착륙거리:1,850ft이하

-추진장치:왕복엔진 2기

-착륙장치:접개틀이식

형상설계

동체설계는 항공기설계에 널리 사용되는 CATIA를 사용하여 2차원의 정면도, 측면도, 평면도를 완성한 후 3차원으로 모델링하였다. 그후 내부에 탑재되는 장비를 배치시킨후 간섭을 고려하여 수정보완했다. 좌석은 조종사 2명을 제외하고 6명의 승객이 탑승할 수 있도록 2열로 배치하고 통로폭은 12인치로 FAR 23.815의 규정인 9인치보다 크게했다. 출입구는 동체 후방에 설치하여 아래쪽으로 열어 승객이 탑승할때 계단으로 사용할 수 있게 하였다.

주날개는 저익(Low Wing)으로서 동체 밑에 장착하되 좌우날개 일체형으로 설계했다. 에어포일은 날개전체에 복합재료를 사용하는 경우에 알맞는 NACA 6계열을 사용하였고 고양력장치로 사용된 Single Slotted Flap은 주날개 면적의 17.9%로 하였다. 엔진나셀은 항력감소를 위해 최소한의 크기로 설계하고, 주 착륙장치와 플랩작동기가 들어갈 수 있도록 고려하였다.

구조설계 및 제작

복합재항공기의 기초원료가 되는 프리프레그(Prefreg)는 280°F에서 경화되는 재료를 사용했다. 항공기 기체를 이루는 모든 복합재 단품은 유리섬유나 탄소섬유 사이에 노멕스하니컴(Nomex Honeycomb) 심재를 끼워 고온경화

시킨 샌드위치 구조물이다.

## 항공기 제작

### 치공구의 제작

항공기 제작용 치공구는 단품제작용 치공구와 조립용 치공구로 나뉘는데 이번 개발에서는 전 구조물이 복합재 료로 설계된 관계로 대부분의 치공구가 복합재 부품을 제작하기 위한 것이었다.

복합재 항공기 부품의 제작을 위해서는 먼저 틀을 만 들고 틀에 원재료인 Prefreg를 한장씩 적층한뒤 Auto Clave라고하는 대형 오븐에서 경화시킨 후 틀에서 제품을 분리하고 마무리하는 형식으로 이루어진다.

동체를 만들기 전에 틀을 제작해야 하는데 이를 위해 서는 Master Tool이 있어야 한다. Master Tool은 항공기의 곡면을 결정하는 Template를 수직으로 세운후 그 사이를 수지로 채워 만들었다. 동체를 적층하기 위한 틀(Bond Form)은 Master Tool에 유리섬유를 적층시켜 만들었다.

### 동체 제작

동체는 이미 제작된 치공구(Bond Form)에 Prefreg를 적층시킨 후 하니컴을 장착한다. 그 위에 다시Prefreg를 적층한 후 경화시켜 완성했다.

### 날개 제작

날개는 금속제 날개와 크게 다르지 않다. 상하면 Skin 을 동체제작과 같은 방법으로 성형한 후 날개사이에 복합 재료로 만든 스파와 리브를 접합하여 완성시켰다. 날개내 부에 코팅처리하여 연료를 적재할 수 있도록 하였다.

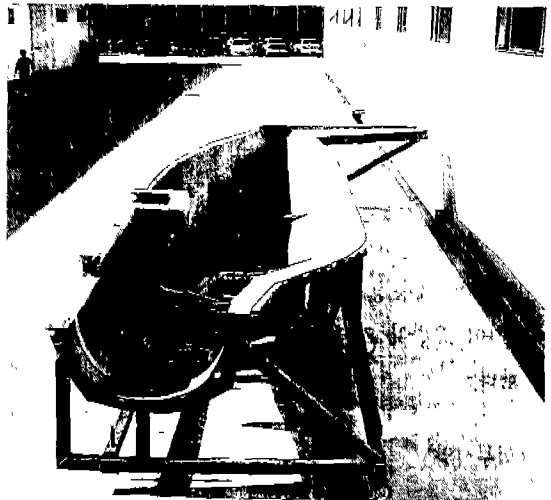
동체는 유리섬유로 제작하였으나 날개는 큰 하중에 견 디어야 하므로 탄소섬유로 만들었다. 탄소섬유는 유리섬 유보다 강도가 크나 원자재 가격이 10배이상 높고 공정 도 어렵다.

### 단품제작 및 조립

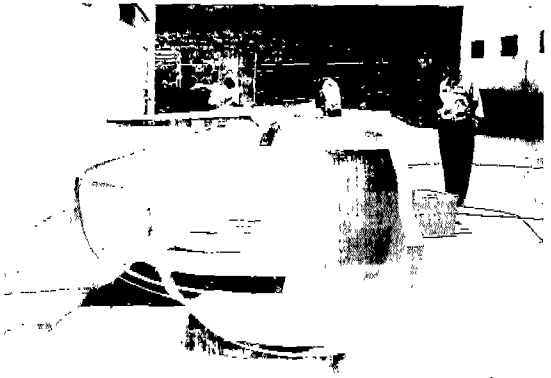
200종이 넘는 각 단품 구조물도 날개제작과 비슷한 공 정을 거쳐 하니컴 구조로 제작하여 동체에 접착하여 조 립했다. 동체조립은 좌우 동체를 본드르 붙인 후 리벳으



Template를 수직으로 세운후 공간을 수지로 채워서만든 동체 Master Tool



Master tool 에 유리섬유를 적층하여 만든 Bond Form

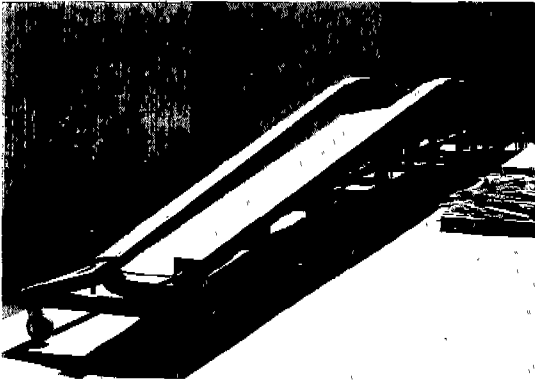


Bond Form에 유리섬유를 적층한 후 경화시켜 완성한 동체 반쪽

로 보강했고 착륙장치가 장착되는 중요한 부분에는 알루미늄 판재를 덧붙였다.

대형여객기 꼬리날개 공동개발 가능

이번 복합재 항공기 개발사업은 무모하다고 생각될 정



날개제작용 Bond Form



좌우동체 접합



완성된 날개(좌우날개가 일체형이다)



수직 꼬리날개 일부

도로 욕심을 부렸다. 실제로 기체를 들여다 보면 금속재 구조물은 거의 찾아볼수가 없다. 예를들면 날개 조종면의 힌지 서포트까지도 하니컴 구조로 만들었다. 이 프로젝트가 성공리에 마무리되면 복합재 항공기 제작기술은 선진국과의 격차를 크게 줄일 수 있을 것이라고 한다.

항공기가 복합재료로 변해가는 추세에서 대형항공기의 날개 조종변화 스포일러등이 이미 복합재료로 바뀌고 다음으로 꼬리날개가 전 복합재 구조물로 제작되고 있다. 실제로 대한항공은 1994년에 MD-11여객기의 스포일러를 복합재료로 개발완료하였고 한국화이바도 최근 스페인 CASA사로부터 A300꼬리날개의 제작을 수주받았다.



구조시험중인 복합재 항공기